第 40 卷 第 6 期
2023 年 12 月

应 用 力 学 学 报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 40 No. 6
Dec. 2023

文章编号:1000-4939(2023)06-1270-07

直升机操纵杆系振动疲劳试验研究

刘海涵,周苏枫,王纯,白春玉

(中国飞机强度研究所航空声学与振动航空科技重点实验室,710065 西安)

摘 要:针对直升机操纵杆系支座的断裂故障,采用仿真与试验相结合的方法对某型直升机操纵杆系组件进行故障复现,提出一种考虑频率耦合效应的振动疲劳分析方法,为操纵杆系支座结构的抗振动疲劳优化设计提供了数据支撑。通过动力学仿真分析,确定了试验载荷的加载方向和结构危险位置。通过合理的试验规划,分析了不同载荷量级和不同结构特性对系统振动疲劳寿命以及破坏模式的影响。研究结果表明:在考虑频率耦合效应时,结构振动疲劳寿命对载荷量级的敏感性更高,且结构振动的时域响应中会出现明显的强共振区,强共振区在裂纹扩展过程中出现的时机对结构破坏模式有重要影响。

关键词:操纵杆系支座;裂纹故障;时频分析;动力学仿真;振动疲劳试验

中图分类号:V227 + .1 **文献标志码**:A **DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.06.006

Experimental research on vibration fatigue of helicopter joysticks

LIU Haihan, ZHOU Sufeng, WANG Chun, BAI Chunyu

(Aeroacoustics and Vibration Laboratory, Aircraft Strength Research Institute of China, 710065 Xi'an, China)

Abstract: Aiming at the fracture fault of helicopter joysticks, the method of combining simulation with experiment is used to reproduce the fault of helicopter joysticks components. A vibration fatigue analysis method considering frequency coupling effect is proposed, which provides data support for the optimal design of vibration fatigue resistance of joystick support. The loading direction of the test load and the dangerous position of the structure are determined through dynamic simulation analysis. Through reasonable test planning, the effects of different load levels and different structural characteristics on the vibration fatigue life and failure mode of the system are analyzed. The results show that when considering the frequency coupling effect, the vibration fatigue life of structure is more sensitive to the load magnitude, and there will be an obvious strong resonance region in the time-domain response of structural vibration. The occurrence of the strong resonance region in the crack propagation process has an important impact on the structural failure mode.

Key words: joystick support; crack failure; time frequency analysis; dynamics simulation; vibration fatigue test

---

收稿日期:2022-04-24 **修回日期**:2022-09-21

基金项目:民机科研资助项目(No. MJ2017F21)

通信作者:刘海涵,工程师。E-mail:lhhtm@hotmail.com

引用格式:刘海涵,周苏枫,王纯,等. 直升机操纵杆系振动疲劳试验研究[J]. 应用力学学报,2023,40(6):1270-1276.

LIU Haihan, ZHOU Sufeng, WANG Chun, et al. Experimental research on vibration fatigue of helicopter joysticks[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(6):1270-1276.

直升机操纵杆系是控制直升机飞行姿态的关键组件,周期变距杆、总距杆和脚踏板均通过操纵杆系与主旋翼系统或尾桨系统连接,实现对直升机飞行姿态、升力大小和航向偏转的控制。由于直升机存在主旋翼系统、传动系统和尾桨系统等多个主要振动源,操纵杆系经常受到常规载荷和振动载荷的复合作用,在其外径尺寸变化处以及支座与摇臂连接处等位置易发生疲劳断裂故障,严重影响直升机的飞行安全[1-2]。

在操纵杆振动特性和载荷环境研究方面,文献[3]将原操纵杆替换为尺寸相同的测力杆,通过多个科目的飞行试验获得了操纵杆受载状况,得到其所受激振力频率与主旋翼的 1 倍和 2 倍频率接近的结论,并在操纵杆中部添加滑轮支撑提高其固有频率使之尽量远离激振力频率。已知操纵杆的振动特性和载荷环境后,对操纵杆系组件进行振动疲劳试验,在实验室条件下复现其疲劳断裂故障,对分析其损伤机理和改进优化设计具有重要意义。由于试验中给定的载荷环境和真实工况不可避免存在一定差别,故试验的难点在于找到合适的载荷环境使试件在理想的时间内疲劳破坏。

在航空领域,国内近年来开展了对于航发液压管路[4]、航发压气机叶片模拟件[5]、飞机典型金属材料元件[6]和发动机薄壁盘类零件[7]等试验件的振动疲劳试验,但针对直升机操纵杆系组件的振动疲劳试验少有研究。本研究针对某型号直升机操纵杆系组件,通过动力学仿真分析确定载荷加载方向和结构危险位置,根据控制变量的思想开展不同载荷量级和不同结构特性的一系列试验,依据对试验数据的时频分析,提出考虑频率耦合效应的振动疲劳分析方法,对随机叠加正弦的载荷环境下结构振动疲劳破坏模式进行分析归纳,不仅为支座结构的抗振动疲劳优化设计提供数据支撑,也为一般结构在随机叠加正弦的载荷环境下失效分析提供一种新的分析思路。

1　操纵杆系振动疲劳试验与仿真分析

1.1　试验件与试验载荷

本次试验的操纵杆系组件如图 1 所示,2 根拉杆通过摇臂与支座相连接,支座顶端有金属柱穿过摇臂轴承孔,并通过螺母固定。中支座为考核件,其余零件为陪试件。试验中以拉杆轴向为 X 方向,摇臂轴向为 Y 方向,Z 方向垂直于 XY 平面向上,如图 2 所示。

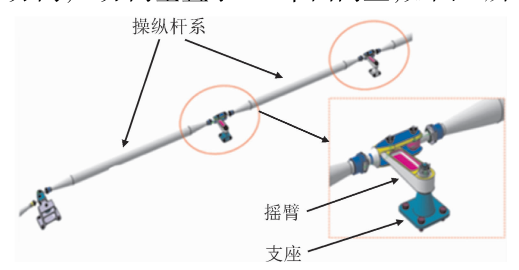


图 1　操纵杆系组件

Fig. 1　Joysticks components

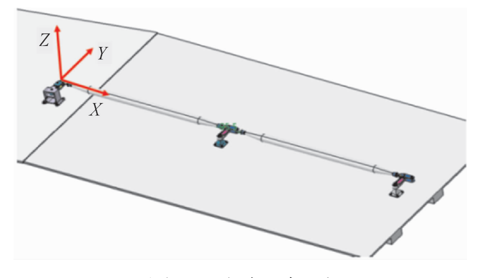


图 2　试验坐标系

Fig. 2　The coordinate system for the test

试验包含常规静载荷和振动载荷 2 部分。静载的加载方向为 Z 轴负方向,通过橡皮绳连接到施加点,利用橡皮绳的几何非线性可以避免砝码运动产生惯性力的影响。振动载荷为随机叠加正弦载荷,如图 3 所示,其中谱密度参数 W_0 为 0.002 g^2/Hz,W_1 为 0.02 g^2/Hz,f_t 为 2 000 Hz,正弦载荷参数如表 1 所示。载荷谱通过军用装备实验室环境试验方法(第 16 部分:振动试验)的相关内容确定,由于缺少实测数据,振动载荷的加载方向需要进一步分析来确定。

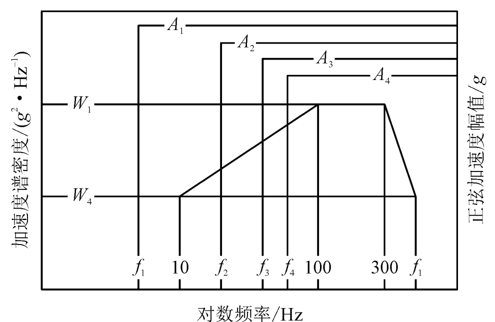


图 3　振动载荷谱

Fig. 3　Vibration load spectrum

表 1　正弦载荷的参数

Tab. 1　Parameters of sine load

频率(f_i)/Hz	peak1 (A_i) /g	peak2(A_i) /g
25.5	1.12	0.74
26.8	1.12	0.74
51.0	2.60	1.72
53.6	3.29	2.17
78.0	1.76	1.16

1.2 操纵杆系随机响应仿真分析

通过有限元方法在前处理软件 Hypermesh 中对操纵杆系进行动力学建模，综合采用壳单元和实体单元，并通过刚性单元对连接进行简化等效处理，再将模型导入通用有限元分析软件 ABAQUS 中，操纵杆系整体有限元模型如图 4 所示，中支座处的细节如图 5 所示。

在有限元分析软件中编制试验给定的随机叠加正弦（采用 peak1 幅值）的功率谱密度载荷，设置 Random response 求解步对动力学模型进行随机响应分析，由于高频部分对应力有效值的影响较小，为了提高分析效率，分析频率范围选取 10～500 Hz。选取杆系和中支座摇臂连接位置节点的平移加速度（AT）为历史输出数据，整个模型的应力及应变有效值（RS，RE）为场输出数据。通过施加 Y 和 Z 两个方向的振动载荷，对比分析其加速度响应和应力响应，选取更容易使结构破坏的方向作为试验载荷的加载方向，并观察结构的危险点位置，在振动疲劳试验时重点关注此区域。Y 方向和 Z 方向加载下系统的加速度及应力响应结果分别如图 6 和图 7 所示。

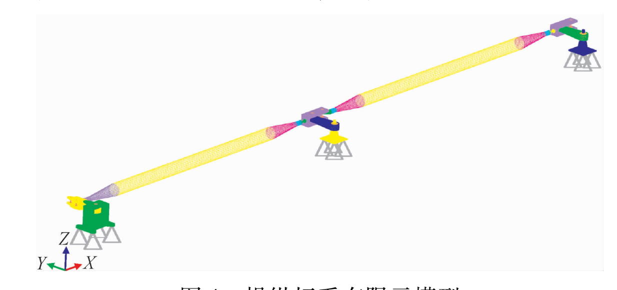


图 4 操纵杆系有限元模型

Fig. 4 Finite element model of joysticks

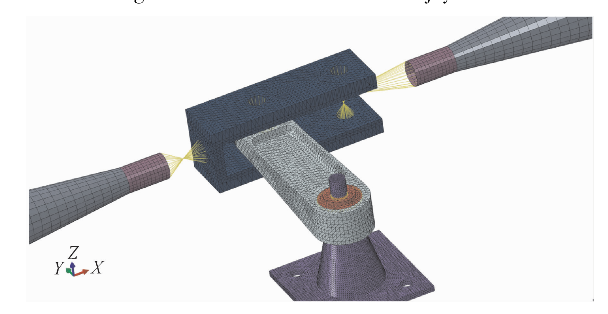


图 5 中支座处细节

Fig. 5 Details of middle support

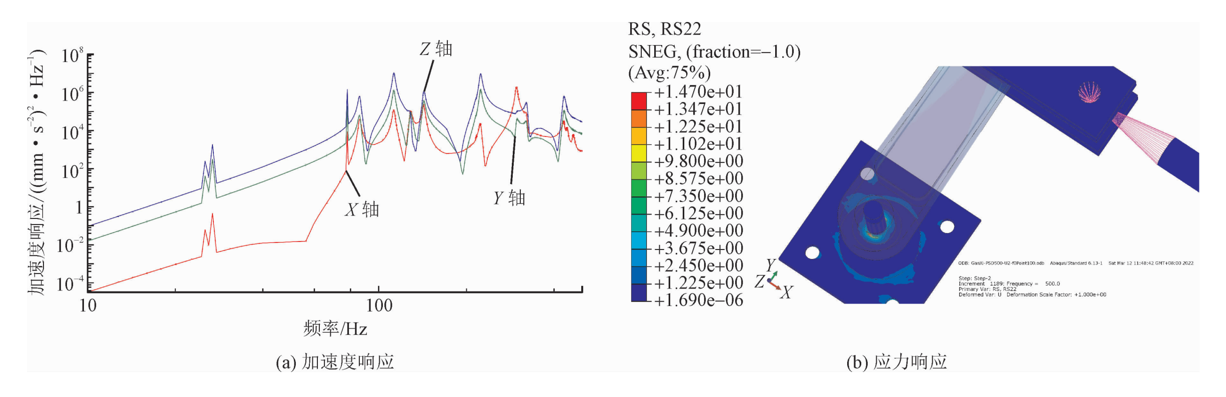


图 6 Y 方向加载响应

Fig. 6 Response of Y direction loaded

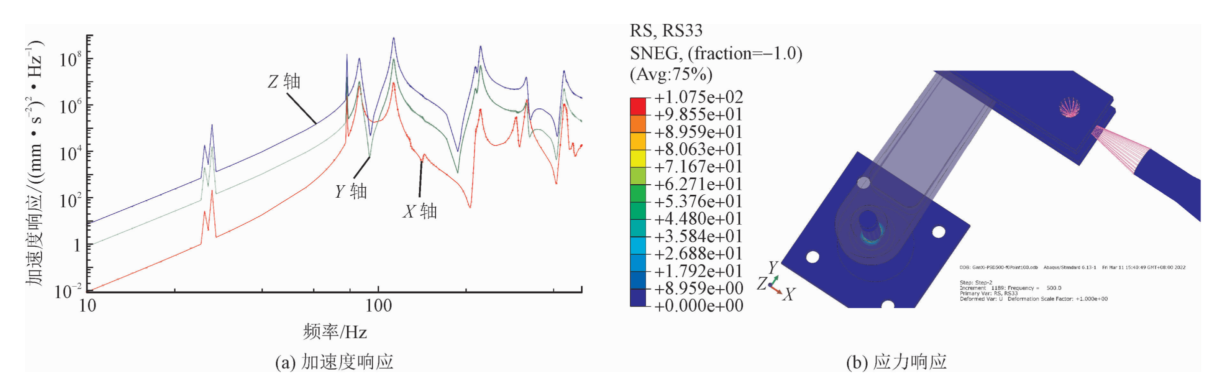


图 7 Z 方向加载响应

Fig. 7 Response of Z direction loaded

由图 6 和图 7 可以发现，Z 方向加载无论是加速度响应还是应力响应均大于 Y 方向加载，故选取

Z 方向作为试验振动载荷的加载方向。同时观察到中支座金属柱根部为应力最大的结构危险位置,在试验时应重点关注。

1.3　试验实施与试验测控

试验件通过夹具与振动台水平滑台紧固连接。夹具采用钢制 L 型横梁制造,并焊接三角形加筋板以提高其刚度。试验件组件的安装方式如图 8 所示。试验件前后拉杆通过耳片与固定在支架上的三角支座连接,实现对其轴向位移的约束。

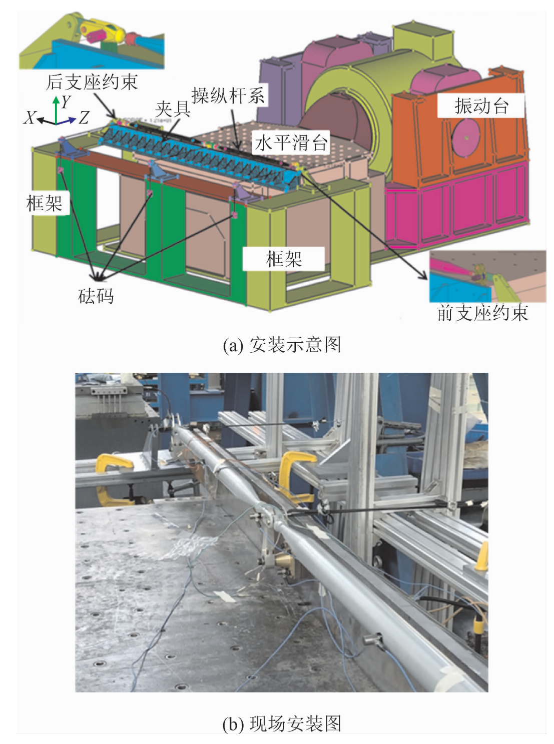


图 8　操纵杆系安装方式

Fig. 8　Installation of joysticks

试验测量及控制的原理如图 9 所示,振动测点位置如图 10 所示,振动控制点位于试验夹具的中心,即中支座底部的 3 号测点。通过比较控制点加速度响应谱密度与目标谱,进行迭代控制振动台输出激励,实现如图 9 所示闭环反馈。

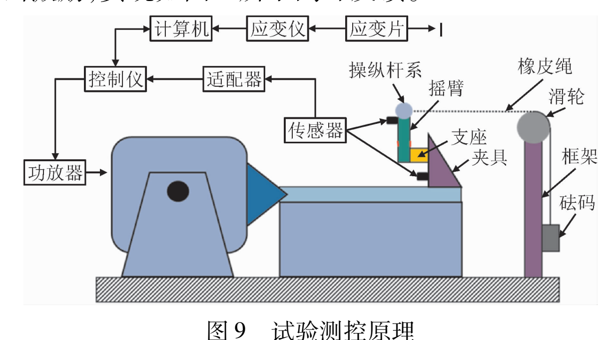


图 9　试验测控原理

Fig. 9　Principle of measurement control

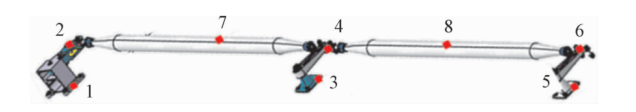


图 10　操纵杆系控制点与监测点

Fig. 10　Control point and monitoring points of joysticks

2　考虑频率耦合效应的振动疲劳分析

针对随机叠加正弦的振动载荷,若正弦频率与系统固有频率很接近发生频率耦合现象,则会形成共振峰量值很大的强共振区,进而影响系统动力学特性,此时进行振动疲劳分析就必须考虑频率耦合效应的影响。

本研究提出一种考虑频率耦合效应的振动疲劳分析方法,即通过时频方法分析系统动力学特性变化,识别强共振区在结构生命周期内出现的时机,结合裂纹萌生或扩展阶段结构的剩余强度,进一步分析系统的破坏模式和损伤机理。此方法可作为结构在随机叠加正弦或宽带叠加窄带随机振动载荷环境下疲劳损伤分析的一般方法。

2.1　载荷量级的影响

采用表 1 第 2 列和第 3 列 2 种正弦载荷进行加载,分析载荷量级对振动疲劳寿命的影响。操纵杆系组件在实际安装状态下的一阶弯曲频率为 53.5 Hz,试验时可通过在前后拉杆添加质量块使系统共振频率与其一致。试验件一调频后一阶弯曲频率为 53.1 Hz,采用表 1 第 2 列正弦载荷;试验件二调频后一阶弯曲频率为 53.7 Hz,采用表 1 第 3 列正弦载荷,两件试验件的随机振动载荷相同。

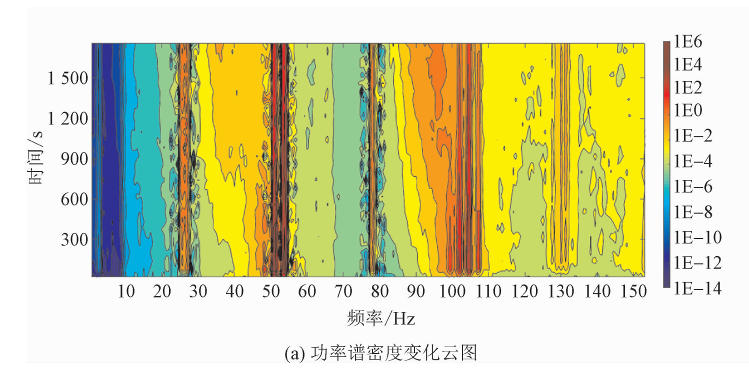
试验件一在 30 min 振动试验后,一阶弯曲频率降为 37.9 Hz,拆卸后目视检查试验件,发现试验件表面已有明显的裂纹(如图 11 所示);试验件二在 90 min 试验后,一阶弯曲频率降为 39.1 Hz,拆卸后试验件的情况与试验件一相似。

试验件一和试验件二的数据分析结果如图 12 和图 13 所示,包括功率谱密度变化云图和特征频段(35 ~70 Hz)的响应 RMS 变化图。分析试件一特征频段的 RMS 变化可知,系统响应在前 200 s 之内就经历了跃升至最大值再迅速下降的过程,结合功率谱密度变化云图可以判断系统在试验开始就在 51 Hz处发生了明显的频率耦合现象,导致响应在开始阶段就跃升至最大值。在强共振区高应力水平的

历程后,支座位置出现裂纹导致系统的一阶弯曲频率下降(此时试验时间约 4 min),因此避开了正弦激励的频率,表现为系统响应下降。此后随着损伤累积,裂纹逐渐扩展也使得系统的固有频率不断下降,在功率谱密度变化图中表现为,在 30 ~ 50 Hz 和 80 ~ 100 Hz 两个区间内出现了频率逐渐向下偏移的响应峰,对应系统在宽带随机激励下的前两阶共振峰。

图 11 操纵杆支座裂纹

Fig. 11 Crack of middle support



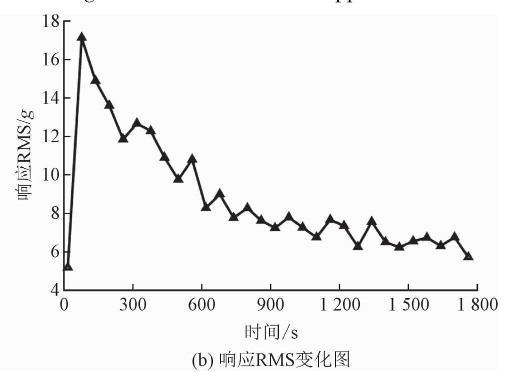
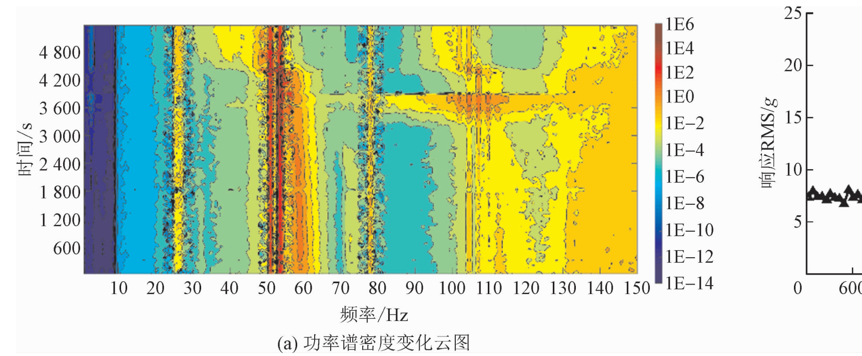


图 12 试验件一数据分析

Fig. 12 Data analysis of test piece 1



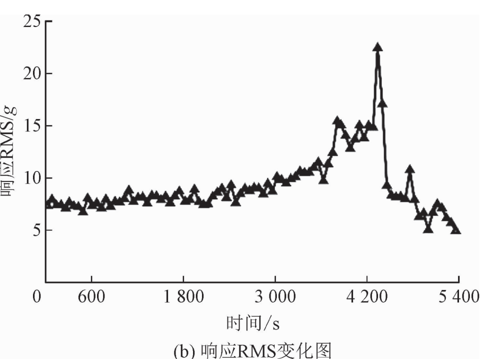


图 13 试验件二数据分析

Fig. 13 Data analysis of test piece 2

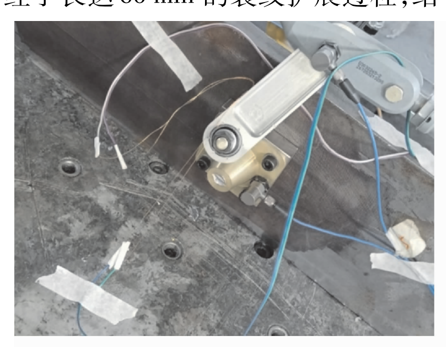
试验件二在试验前期阶段,宽带随机激励下系统一阶弯曲频率为 56 Hz,系统并未发生频率耦合现象,响应维持在一个比较稳定的范围内。在 60 min 之后系统一阶弯曲频率逐渐下降与 53.6 Hz 的正弦激励频率接近使响应明显增大,因此判断在 60 min 左右支座位置开始出现裂纹。在 70 min 时系统一阶弯曲频率与激励频率接近重合,此时系统进入强共振区。此后为裂纹继续扩展的阶段,导致系统一阶弯曲频率进一步下降。对于试验件二,其无裂纹寿命在 60 min 左右,裂纹扩展 10 min 后进入强共振区,此时结构剩余强度仍较大,使系统度过了强共振区而不至于断裂破坏。结合试验件一的结果可知,在发生频率耦合效应的振动疲劳过程中,激励量级的变化会更显著地影响结构的损伤累积过程及其振动疲劳寿命。

2.2 结构特性的影响

由于试验件一和二在试验开始进行了调频,此时系统固有频率与 53.6 Hz 的尾桨一阶通过频率较为接近。为了更真实地复现操纵杆系支座的疲劳破坏模式,研究结构特性对振动疲劳寿命的影响,对试验件三不进行调频,并采用与试验件二相同的载荷环境。在试验开始前系统一阶弯曲频率为 67.3 Hz,在试验进行 210 min 后频率变为 59.3 Hz。在试验进行至 235 min 时,试验件发生疲劳断裂破坏(图 14),使结构失去了承载能力,其数据分析如图 15 所示。

采用考虑频率耦合效应的振动疲劳分析方法对试验件三进行分析,因为系统一阶弯曲频率远离正

弦激励频率，系统响应在前 160 min 内稳定保持在一定范围内。在 160 min 之后，中支座金属柱根部出现裂纹导致系统一阶弯曲频率逐渐下降，系统响应也逐渐增大。在 220 min 时系统一阶弯曲频率与 53.6 Hz的激励频率已经接近重合，此时系统进入强共振区，由于历经了长达 60 min 的裂纹扩展过程，结构强度大幅削减，使其不能经受强共振区的剧烈响应，从而发生破坏断裂。对比试验件二的结果，由于系统一阶弯曲频率不同，即使振动载荷环境相同，无裂纹寿命也能变化为原值的 2.7 倍，且会导致支座破坏模式发生改变。



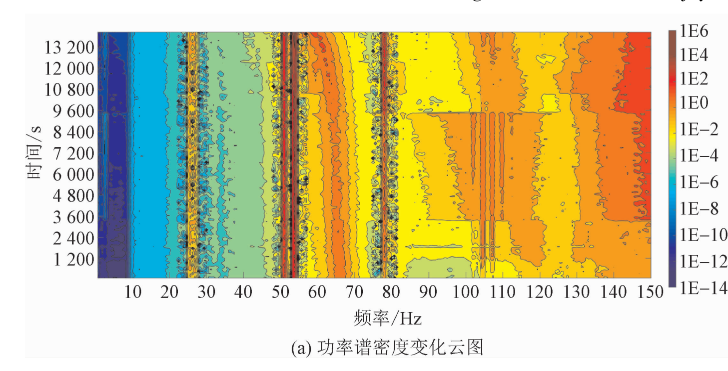
(a) 支座断裂现场



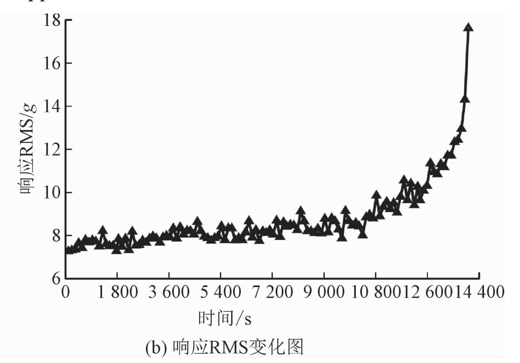
(b) 支座断裂处细节

图 14　操纵杆支座断裂破坏

Fig. 14　Destruction of joystick support



(a) 功率谱密度变化云图



(b) 响应RMS变化图

图 15　试验件三数据分析

Fig. 15　Data analysis of test piece 3

3　结　论

通过直升机操纵杆系在联合加载下的振动疲劳试验研究，分析了载荷量级和结构特性对系统振动疲劳寿命的影响，并提出了考虑频率耦合效应的振动疲劳分析方法，此方法通过绘制功率谱密度变化图和特征频段的响应 RMS 变化图等方式，综合考虑了结构的动力学特性和损伤累积过程，可以作为分析随机叠加正弦振动载荷作用下组件结构失效原理的一般方法。通过此方法对两两对照的 3 件试验件进行分析，得到如下结论。

1）在考虑频率耦合效应时，结构振动疲劳寿命对载荷量级的敏感性更高。

2）频率耦合效应会使响应的时域历程出现明显的强共振区，强共振区在结构生命周期内出现的时机对结构振动疲劳寿命有很大影响。

3）强共振区出现在裂纹扩展初期，此时系统结构剩余强度足够支撑其度过强共振区而不至于断裂破坏；强共振区出现在裂纹扩展后期，此时系统结构强度被大为削减，在度过强共振区时剧烈增大的响应会使结构迅速发生断裂破坏。

参考文献：

［1］　张海. 某型直升机尾桨桨距操纵杆断裂故障分析［J］. 航天制造技术，2010(4)：29-32.
ZHANG Hai. Fault analysis of an operating lever's rupture in helicopter［J］. Aerospace manufacturing technology，2010(4)：29-32 (in Chinese).

［2］　李磊，范平平，吴良清. 某主桨收口变距拉杆设计改进及试验评估分析［J］. 直升机技术，2013(1)：33-36.
LI Lei，FAN Pingping，WU Liangqing. Evaluation and design improvement of pitch link for a certain helicopter［J］. Helicopter technique，2013(1)：33-36(in Chinese).

[3] 王放,陈铭,徐冠峰. 直升机操纵杆振动特性测量与分析[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2209-2215.
WANG Fang, CHEN Ming, XU Guanfeng. Measurement and analysis of helicopter control stick vibration characteristics[J]. Journal of aerospace power, 2013, 28(10): 2209-2215(in Chinese).

[4] 邵闯,邱明星. 金属连接导管振动疲劳极限测试方法研究[J]. 实验力学,2013,28(3):403-408.
SHAO Chuang, QIU Mingxing. On the vibration fatigue limit test method for metal connecting pipe[J]. Journal of experimental mechanics, 2013, 28(3): 403-408(in Chinese).

[5] 李思路,程礼,刘景元,等. 平板叶片非线性振动及疲劳试验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2017,18(5):1-6.
LI Silu, CHENG Li, LIU Jingyuan, et al. A study of nonlinear vibration and fatigue experiment on square blade[J]. Journal of Air Force Engineering University (natural science edition), 2017, 18(5): 1-6(in Chinese).

[6] 王建强,周苏枫,马君峰,等. 飞机典型金属材料振动疲劳历程中模态阻尼比获取方法研究[J]. 实验力学,2018,33(2):318-324.
WANG Jianqiang, ZHOU Sufeng, MA Junfeng, et al. On the method of modal damping ratio acquisition of aviation typical metallic material in vibration fatigue process[J]. Journal of experimental mechanics, 2018, 33(2): 318-324(in Chinese).

[7] 慕琴琴,由于,燕群. 发动机薄壁盘类零件振动疲劳试验技术研究[J]. 应用力学学报,2020,37(5):1993-1998.
MU Qinqin, YOU Yu, YAN Qun. Research on vibration fatigue test of engine thin-walled disc parts[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2020, 37(5): 1993-1998(in Chinese).

(编辑 史淑英)

